

# Analytical and Experimental Study of Hypersonic Nozzle Flows(**自由ピストン衝撃波風洞 による極超音速ノズル流れに関する理論的・実験的 研究**)

著者	橋本 時忠
号	2922
発行年	2002
URL	<a href="http://hdl.handle.net/10097/8195">http://hdl.handle.net/10097/8195</a>

氏名	橋本 時忠
授与学位	博士(工学)
学位授与年月日	平成15年3月24日
学位授与の根拠法規	学位規則第4条第1項
研究科, 専攻の名称	東北大学大学院工学研究科(博士課程) 航空宇宙工学専攻
学位論文題目	Analytical and Experimental Study of Hypersonic Nozzle Flows in Free Piston Shock Tunnel
指導教官	東北大学教授 高山 和喜
論文審査委員	主査 東北大学教授 澤田 恵介      東北大学教授 升谷 五郎 東北大学教授 井小萩 利明      研究室長 伊藤 勝宏 (航空宇宙技術研究所)

## 論文内容要旨

小型高性能の次世代宇宙輸送システムの開発には、その機体の大気圏内の飛行ばかりでなく大気圏再突入の性能を定量的に解明することが急務であり、機体周りに発生する衝撃波と境界層との干渉、衝撃波相互干渉および衝撃波と機体の干渉による空力加熱現象の詳細な基礎データ取得は必須の開発研究事項となる。このような宇宙機の大気圏再突入に関する研究を支援できる唯一の地上実験装置として自由ピストン衝撃波風洞がある。この装置は衝撃波管端で発生した高エンタルピー淀み点状態をノズルで膨張させて極超音速流れを実現するもので、衝撃波研究が高速空力学実験に貢献する成果の一つである。この装置に関しては、実機に近い大きさのモデルを設置できる等利点がある一方、その特性解明、極超音速ノズル内部の凍結現象に起因する試験気体の熱化学的な非平衡性の評価など、なお解決を要する問題が少なからず残されている。

本論文は、自由ピストン衝撃波風洞の特性解析、ノズル流れの評価、物体周りの極超音速ノズル流れを実験的、数値解析的に解明した研究成果をとりまとめたもので、全編6章よりなる。

第1章は緒論である。

第2章では、準定常流れを得るために極超音速円錐ノズルを設計、製作し、衝撃波研究センターの自

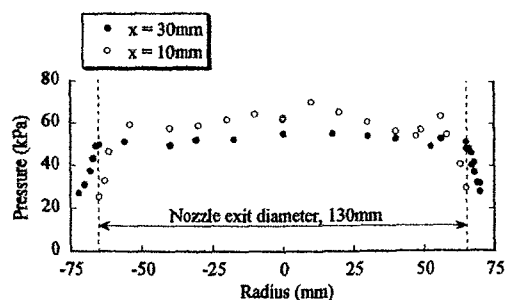


Fig.1 Quasi-steady Pitot pressure distribution at condition1



Fig.2 Interferograms of the flow over wedges at condition 1

由ピストン衝撃波風洞を2種類の条件について最適ピストン作動法に基づき運転した。衝撃波管内で実験的に測定された圧力測定結果は最適ピストン作動法に基づいた数値計算結果と比較され、よい一致を示した。ノズル出口でのピトー圧測定と駆動気体検知器による圧力測定により、試験気流の非粘性コア流れ領域（図1）と試験気体汚染の検出および試験時間の評価を行い、またホログラフィー干渉計を用いる光学可視化による供試物体周りの流れ場の結果（図2）から、試験気流の一様性を確認し、円錐ノズルの特性を明らかにした。

第3章では、有限縞ホログラフィー干渉計法による光学可視化を実行した(図3)。その有限干渉縞写真にフーリエ縞解析法を適用し、定量的解析が行われた。球周りの流れに対して二次元フーリエ変換およびアーベル変換を組み合わせることにより、実験的に軸対称流の密度分布を求めることに成功した（図4）。またその結果は2温度モデルを考慮した数値計算による密度分布と比較され、よい一致を示した(図5)。これは極超音速ノズル流れのような低密度流の計測に有効な方法であることを示し、また将来様々の複雑な極超音速流れ場の画像計測への展開が期待できる。

第4章では、球周りの衝撃波離脱距離が流れの実在気体効果に敏感なことに注目して、ノズル実験と弾道飛行実験の結果とを比較し、また弾道飛行実験による衝撃波離脱距離と比較するために開発された2温度モデルを考慮した数値計算コードをノズル実験に適用し比較した(図6)。ノズル実験結果と弾道飛行実験結果を比較した場合、低エンタルピー条件では両者はよい一致を得たが、高エンタルピー条件では得られなかった。一方で、ノズル実験結果と数値計算結果を比較した場合、

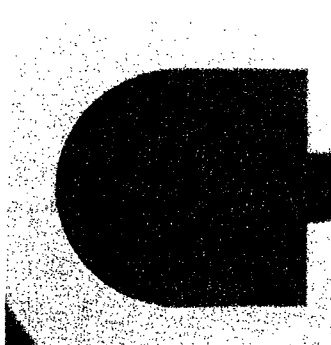


Fig.3 Interferogram with high heterodyning frequency

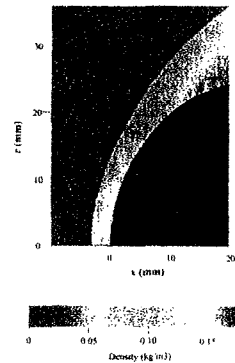


Fig.4 Density map

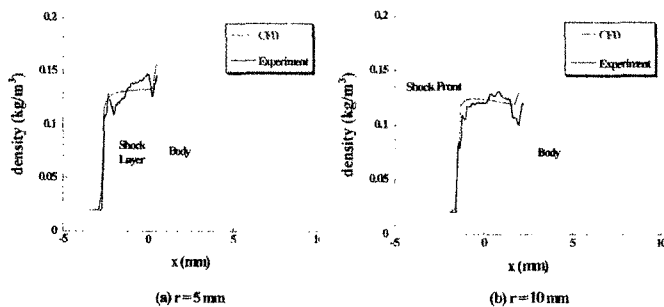


Fig.5 Density profiles for flow over a sphere: numerical and experimental results

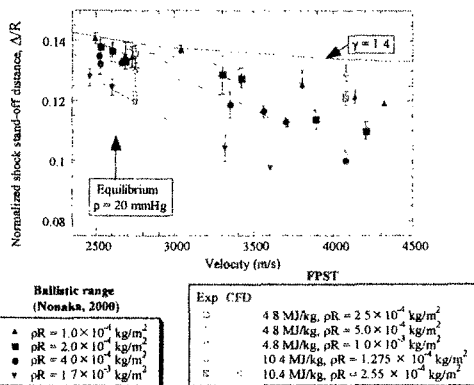


Fig.6 The comparison of normalized shock stand-off distances of shock tunnel, ballistic range and CFD

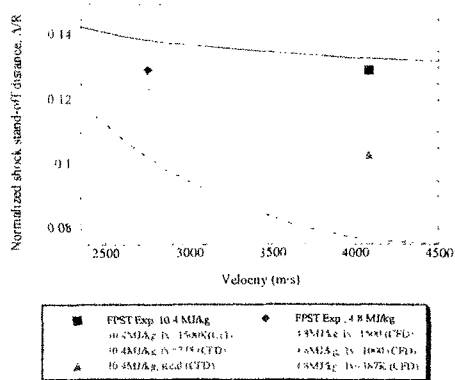


Fig. 7 The variation of the shock stand-off distances by the variation of vibrational temperature; for  $\rho R: 1.275 \times 10^{-4} \text{ kg/m}^2$  in condition 1 and  $\rho R: 5.0 \times 10^{-4} \text{ kg/m}^2$  in condition 2

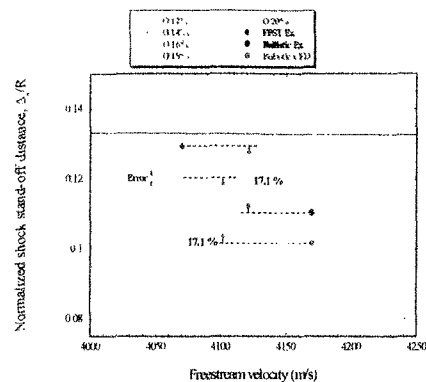


Fig.8 The variation of normalized shock stand-off distance by the variation of the quantity of unrecombined oxygen atoms contained in nozzle flows;  $\rho R: 1.275 \times 10^{-4} \text{ kg/m}^2$

いずれの条件においてもよい一致は見られなかった。この差が生じる要因であるノズル内の凍結現象の影響を明らかにするため、この数値計算に振動温度を考慮して計算を実行し、ノズル実験結果と比較した(図 7)。その結果低エンタルピー条件では両者は一致する傾向を示したが、高エンタルピー条件では依然として大きな差があった。この差が生じる原因を明らかにするために、初期条件の酸素原子の組成を変化させて計算を行った(図 8)。その結果、非平衡ノズル流れに現れる未再結合酸素原子の数密度が、本研究で用いたノズルコードによる数値予測法の結果を超えることを明らかにしていた。これは従来の研究に独創的な手法を導入して新しい知見を得たものであり、またこの方法はノズル流れおよびノズルコードの評価法として有効な方法である。

第 5 章では、近年数値計算結果の検証データと同時に空力加熱現象の解明を目的とした新しい検証モデルとして二重楔および二重円錐モデル周りの流れが注目されている。第 4 章で特性が明らかになったノズル流れに置いた、二重楔および二重円

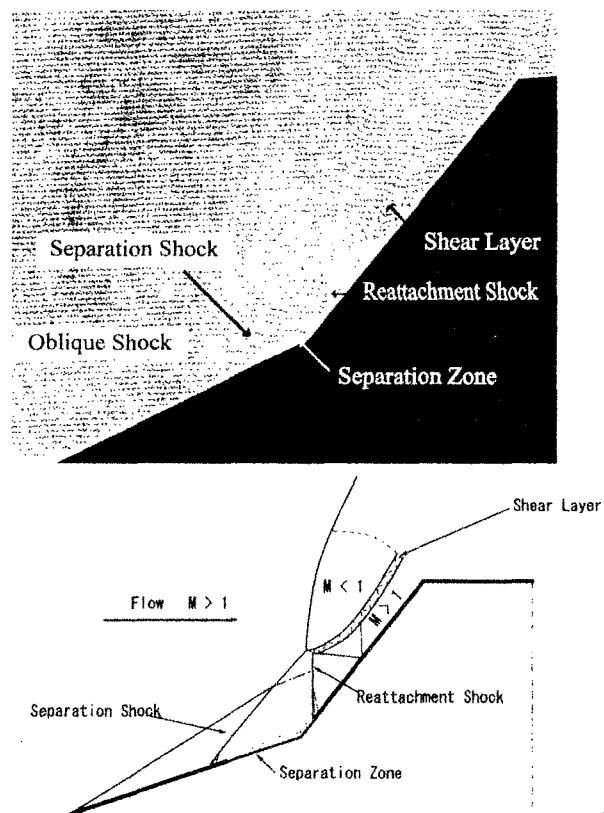


Fig.9 Interferogram for the flow field of the double wedge with the second wedge angle of 50 deg. and schematic diagram of Type V shock interaction

錐周りの極超音速流れを検証することを目指し、これらの物体周りの複雑な流れを二重露光ホログラフィー干渉計法を用いて定量的に可視化し、またシュリーレン法を用いた高速度ビデオカメラの撮影により時系列的に観測した。また第二円錐（楔）半頂角を変化させたときに起こる衝撃波干渉形態の変化を Edney の分類に照らし合わせて整理した。二重楔の場合では、第二楔の半頂角を  $40^\circ$ 、 $50^\circ$  および  $68^\circ$  で変化させると衝撃波干渉形態は Edney の分類で VI 型から V 型に変化し(図 9)、その後剥離境界層と衝撃

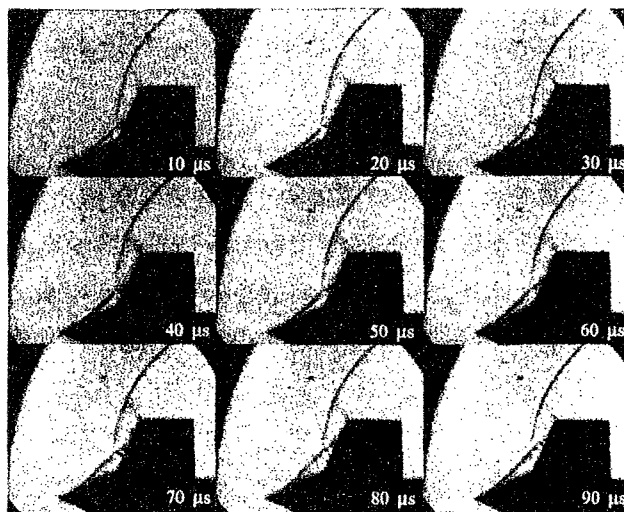


Fig.10 Sequential photographs of the flow field of the double cone with the second cone half apex angle of  $65^\circ$ .

波との干渉に起因する振動現象が起こった。二重円錐の場合、同様に半頂角を変化させたときの様子を高速度ビデオカメラで撮影した。その結果、 $60^\circ$  を境にそれ以上角度を大きくすると、振動現象が発生した(図 10)。また数値計算結果は Edney の分類における VI 型と V 型に対して定性的に再現することができたが、振動現象を正確に再現することはできなかった。二重楔および二重円錐の接合部で剥離境界層と衝撃波との干渉に起因する振動流れが極超音速流でも起こり、また、熱損傷の原因となることを初めて確認した。これは重要な新しい知見である。

第 6 章は結論である。

以上要約すると本論文は、自由ピストン衝撃波風洞の極超音速ノズル流れの特性解明と評価法およびノズル流れに及ぼす実在気体効果を実験的、数値解析的に詳細に明らかにした。

# 論文審査結果の要旨

宇宙機の大気圏再突入に関する研究を支援できる唯一の地上実験装置に自由ピストン衝撃波風洞がある。この装置は衝撃波管で発生した高エンタルピーよどみ点状態をノズルを通して膨張させて極超音速流れを実現するもので、衝撃波研究が高速空気力学実験に貢献する成果の一つである。しかし、この装置に関しては、その特性解明、ノズル流れの計測と評価など、なお解決を要する問題が少なからず残されている。

本論文は、自由ピストン衝撃波風洞の特性解析、ノズル流れの評価、物体周りの極超音速ノズル流れを実験的、数値解析的に解明した研究成果をとりまとめたもので、全編6章よりなる

第1章は緒論である。

第2章では、衝撃波研究センターの自由ピストン衝撃波風洞の特性に関し、試験気体汚染の検出と試験時間の評価およびホログラフィー干渉計を用いる光学可視化の結果から、円錐ノズルの特性を明らかにしている。

第3章では、有限縞ホログラフィー干渉計写真にフーリエ縞解析法を適用し、二次元ないし軸対称場の密度分布を定量的に計測することに成功している。これは極超音速ノズル流れの計測に有効な方法で、将来様々の複雑な極超音速流れ場の画像計測への展開が期待できる。

第4章では、球の周りの衝撃波離脱距離が流れの実在気体効果に敏感なことに注目して、ノズル実験と弾道飛行実験の結果とを比較し、非平衡ノズル流れに現れる未再結合酸素原子の数密度が、数値予測法の結果を超えることを明らかにしている。これは従来の研究に独創的な手法を導入して新しい知見を得たもので、重要な成果である。

第5章では、特性が明らかになったノズル流れに置いた、二重くさびおよび二重円錐周りの極超音速流れを検証することを目指し、これらの物体周りの複雑な流れを高速ビデオ撮影により時系列的に観測し、二重くさびおよび二重円錐の接合部で剥離境界層と衝撃波との干渉に起因する振動流れが極超音速流でも起こり、また、熱損傷の原因となることを初めて確認している。これは重要な新しい知見である。

第6章は結論である。

以上要するに本論文は、自由ピストン衝撃波風洞の極超音速ノズル流れの特性解明と評価法およびノズル流れに及ぼす実在気体効果を実験的、数値解析的に詳細に明らかにするもので、その結果は高速空気力学および衝撃波工学の発展に寄与するところが少なくない。

よって、本論文は博士（工学）の学位論文として合格と認める。